

航空发动机低压涡轮轴通油孔裂纹失效分析

王学民^{1,2} 卢绪平¹ 沈莲¹ 古远兴¹ 吴晨¹ 郭建英¹ 徐敬沛¹

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

(2. 电子科技大学机械与电气工程学院, 成都 611731)

摘要: 为探究某型航空发动机低压涡轮轴高低周复合疲劳试验过程中通油孔裂纹故障的性质和原因,对低压涡轮轴裂纹位置进行了外观检查、断口分析、表面检查、金相组织检查、有限元分析和裂纹扩展仿真。结果表明,低压涡轮轴通油孔裂纹故障为疲劳裂纹,其原因为通油孔采用电火花加工后,未完全去除重熔层,导致其内侧表面存在部分未去除的重熔层且有可见微裂纹,在较大的高低周复合载荷作用下萌生疲劳裂纹并发生了裂纹扩展,从而导致通油孔裂纹故障,通过裂纹扩展仿真分析预估初始裂纹长度介于0.2~0.3 mm。为了保证通油孔加工质量,考虑该位置加工可达性较差,建议可设计特殊工装、采用机械加工技术进行加工,在保证加工精度的基础上从根本上杜绝重熔层的影响。

关键词: 低压涡轮轴; 失效分析; 重熔层; 疲劳断裂; 有限元分析; 裂纹扩展仿真; 航空发动机

中图分类号: V232.2 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2025.02.005

0 引言

低压涡轮轴是发动机转子系统中的重要组成部分,主要功能是传递涡轮功率、承受循环载荷和支撑其他零部件^[1]。在飞机运行时,低压涡轮轴承受复杂的稳态载荷,包括工作转矩、轴向力、径向力、热应力等;同时,还受到高频的振动转矩和陀螺力矩影响,受力情况比较复杂。一旦发生断裂等故障,会引起发动机、飞行器的严重失效,尤其是对于单发飞行器,将造成机毁人亡的后果^[2]。因此,要求低压涡轮轴具备极高的可靠性,其疲劳寿命必须通过试验进行验证^[3-6]。针对低压涡轮轴受力特点,对某型航空发动机低压涡轮轴开展了高低周复合疲劳研究性试验,试验加载轴向力、主转矩等低周载荷和振动转矩、弯矩等高周载荷,试验过程中载荷反馈系统出现异常,停车检查发现轴上通油孔位置产生了非预计性裂纹失效。低压涡轮轴采用适用于制造转动零件的优质GH4169材料,通油孔位置的加工工艺流程为电火花加工、人工去除重熔层^[7]。

国内学者针对低压涡轮轴进行了诸多研究。骆丽等^[8]建立了连续纤维增强轴结构力学模型,结合成熟的细观力学失效边界,可分析轴在扭转载荷下的应力响应并判断轴结构危险位置失效模式;陆艺鑫等^[9]搭建了涡轮轴结构分析、可靠性分析和可靠性优化设计的参数化平台,建立了基于自适应协作代理策略的

类序列解耦算法;刘丁玮^[10]对涡轮轴疲劳失效分析方法进行了总结,引入危险部位数目和疲劳分散系数,建立了使用小子样疲劳寿命试验数据来估计总体疲劳寿命的方法;丁水汀等^[11]研究发现,高、低压轴断裂后几十毫秒内最先发生的危害性事件分别是中压压气机喘振、涡轮转子超转和涡轮前温度略微升高,需引起高度重视;习年生等^[12]通过涡轮轴断裂失效的宏观和微观特征分析,发现轴裂纹位置位于螺纹槽底,存在较大的应力集中,在大弯曲载荷作用下产生了疲劳断裂。

目前,国内鲜有关于低压涡轮轴中由于表面加工质量问题导致高低周复合疲劳试验过程发生断裂失效方面的报道。本文通过对低压涡轮轴通油孔裂纹位置进行外观检查、断口分析、表面检查和金相组织检查,初步判断裂纹属性,在此基础上进行有限元分析和裂纹扩展仿真,获得具体的失效原因并探究源区初始裂纹深度范围,为消除该类隐患提供了依据。

1 试验检测结果

1.1 外观检查

低压涡轮轴裂纹产生于长轴段上通油孔位置,目视可见,轴表面裂纹长约7 mm,裂纹延伸方向与轴向呈约45°夹角。其宏观图像如图1所示。

采用体视镜观察轴通油孔边裂纹形貌,发现裂纹贯穿轴壁厚,外表面侧裂纹长度约为6.325 mm,内表

收稿日期: 2023-05-06 修回日期: 2023-09-08

基金项目: 航空动力基础研究项目

作者简介: 王学民,男,1992年生,江西赣州人,工程师;主要研究方向为航空发动机结构强度;E-mail: xuemin0192@163.com。

引用格式: 王学民,卢绪平,沈莲,等.航空发动机低压涡轮轴通油孔裂纹失效分析[J].机械强度,2025,47(2):37-43.

WANG Xuemin, LU Xuping, SHEN Lian, et al. Crack failure analysis of low pressure turbine shaft oil passage hole of aero-engine [J]. Journal of Mechanical Strength, 2025, 47(2): 37-43.

面侧裂纹长度约为 4.494 mm。孔壁内表面局部可见重熔层形貌(图 2 中虚线框标注),孔内壁裂纹穿过重熔层区域,重熔层区域以外可见沿孔壁周向加工去除重熔层痕迹,如图 2 所示。



图 1 低压涡轮轴裂纹宏观形貌

Fig. 1 Macroscopic morphology of the low pressure turbine shaft cracks

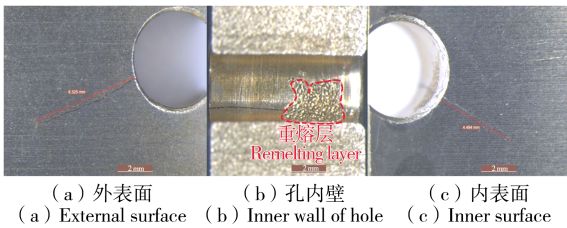


图 2 裂纹孔内、外表面形貌

Fig. 2 Inside and outside surface morphology of the cracked hole

1.2 断口分析

低压涡轮轴裂纹断口宏观形貌如图 3 所示。由图 3 可知,通油孔断口呈灰白色,断面较平坦,没有明显的塑性变形,可见清晰的放射棱线和疲劳弧线;人为打断区有一定起伏,断面基本垂直于轴壁面。孔内壁局部可见重熔层形貌,无明显加工痕迹。根据放射棱线和疲劳弧线的方向初步判断,疲劳起源于孔内壁中间区域。

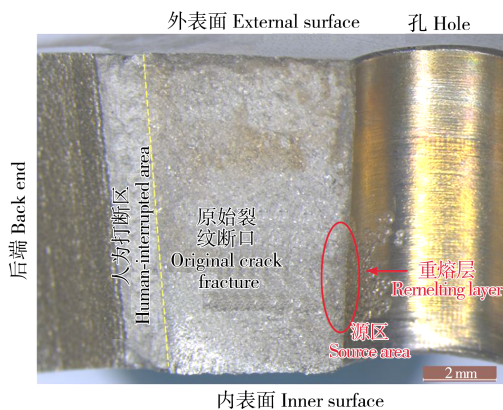


图 3 低压涡轮轴裂纹断口宏观形貌

Fig. 3 Macroscopic morphology of the low pressure turbine shaft cracks fracture

在扫描电子显微镜下观察,由断口扩展棱线汇聚状态判断,裂纹起源于孔内壁重熔层区域,源区距外表面孔口约 6 mm,如图 4 所示。裂纹起始后朝基体扩展,扩展区可见细密的疲劳条带和二次裂纹等典型疲劳断裂特征,距源区不同位置,疲劳条带宽度变化不大,分布在 0.24~0.35 μm ,如图 5 所示。断口瞬断区为典型韧窝特征,由内侧表面向外侧表面方向撕裂,如图 6 所示。

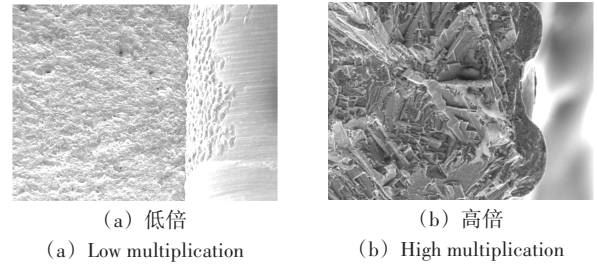


图 4 裂纹源区微观形貌

Fig. 4 Microscopic morphology of the crack source area

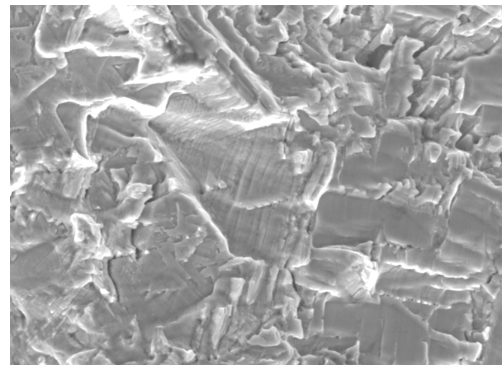


图 5 裂纹扩展区微观形貌

Fig. 5 Microscopic morphology of the crack expansion area

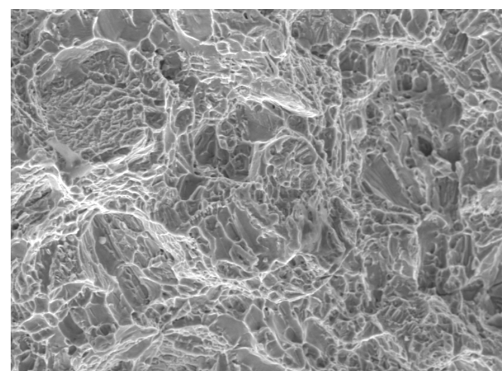
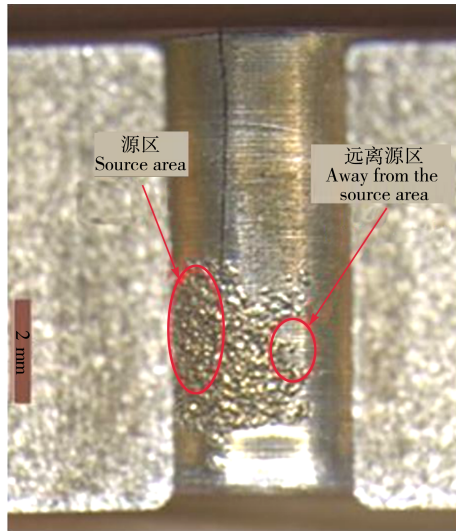


图 6 断口瞬断区微观形貌

Fig. 6 Microscopic morphology of the fracture transient area

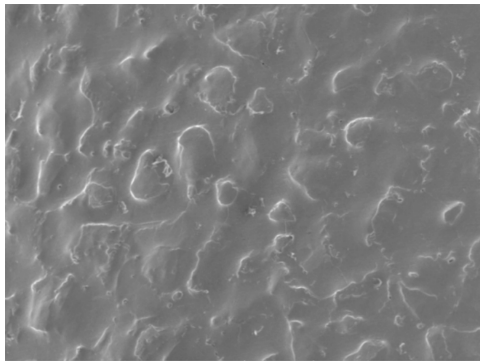
1.3 表面检查

低压涡轮轴裂纹断口疲劳源区附近和远离源区表面的微观形貌如图 7 所示。由图 7 可见电加工痕迹,源区表面为重熔层形貌,孔壁去除重熔层区域有可见孔周向加工痕迹;并且源区附近未见明显的损伤形貌。



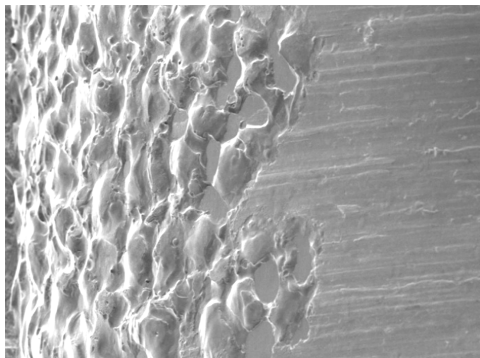
(a) 源区附近表面宏观形貌

(a) Macroscopic surface morphology near the source area



(b) 源区附近高倍

(b) High multiplication near the source area



(c) 远离源区高倍

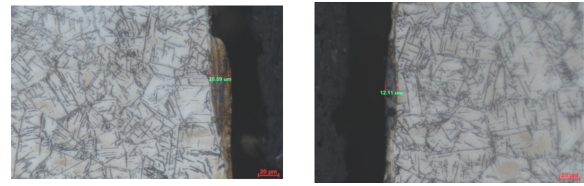
(c) High multiplication away from the source area

图 7 裂纹源区附近和远离源区表面的微观形貌

Fig. 7 Microscopic morphology near the surface and away from the source area of the crack

1.4 金相组织检查

在裂纹孔截面切片制作金相试样,进行金相组织检测,组织形貌如图 8 所示。重熔层与基体存在明显分界,重熔层表面存在微裂纹,随机选取多处测量重熔层厚度,最大厚度为 20.59 μm 。孔边基体显微组织未见异常,平均晶粒度为 6.5 级,满足标准规定的 4 级或更细要求。



(a) 位置 1

(b) 位置 2

(a) Position 1

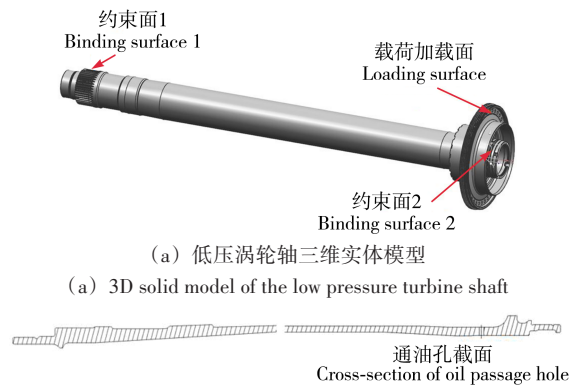
(b) Position 2

图 8 孔内壁截面金相组织

Fig. 8 Metallographic organization of the inner wall section of the hole

2 低压涡轮轴疲劳试验仿真及分析

低压涡轮轴结构如图 9 所示,有限元仿真模型如图 10 所示。



(a) 低压涡轮轴三维实体模型

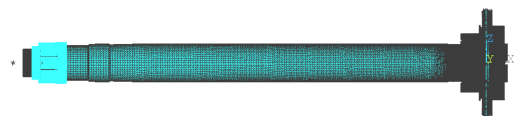
(a) 3D solid model of the low pressure turbine shaft

(b) 低压涡轮轴含通油孔截面位置二维结构

(b) Two-dimensional structure of the low pressure turbine shaft including cross-section position of the oil passage hole

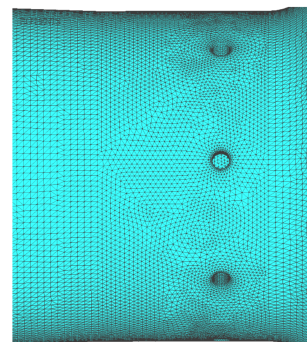
图 9 低压涡轮轴结构示意图

Fig. 9 Structure diagram of the low pressure turbine shaft



(a) 低压涡轮轴整体有限元仿真模型

(a) Integral finite element simulation model of the low pressure turbine shafts



(b) 低压涡轮轴通油孔有限元模型

(b) Finite element model of the oil passage hole of the low pressure turbine shaft

图 10 低压涡轮轴有限元仿真模型

Fig. 10 Finite element simulation model of the low pressure turbine shaft

低压涡轮轴在某结构静力与疲劳试验器上开展试验,在图9中“载荷加载面”上施加轴向力、弯矩和转矩载荷,在“约束面1”位置约束转动和轴向方向,在“约束面2”位置约束径向和周向。因本试验为研究性试验,载荷大小以发动机实际受载情况为基准调整而来,载荷大小如图11所示。

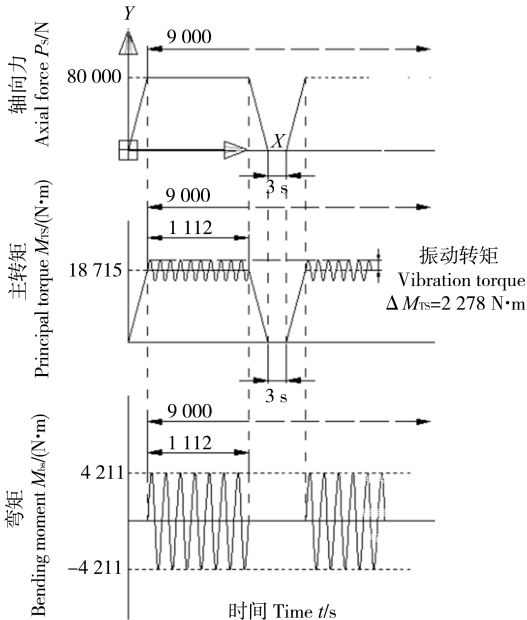


图11 低压涡轮轴高低周复合疲劳试验载荷谱

Fig. 11 Load spectrum of high and low circumferential composite fatigue test on the low pressure turbine shaft

模拟低压涡轮轴高低周复合疲劳试验状态,施加低周峰值状态的轴向力、转矩和高周峰值状态的振动转矩、弯矩(载荷大小与图11一致)载荷,构建低压涡轮轴有限元模型进行仿真计算分析。低压涡轮轴有限元模型单元类型为10节点四面体单元的SOLID187,节点总数为4 235 981,单元总数为3 568 459,图10(b)中通油孔分网时沿圆周方向分为81份,网格间距约0.25 mm。

图12给出了通油孔位置的有限元仿真结果, X 方向为沿低压涡轮轴方向(发动机气流方向),左边云图为3个主应力的矢量方向图,其中第一主应力为黑色箭头,其主要分布在孔0点钟到3点钟、6点钟到9点钟位置;右边云图为第一主应力分布云图,其中应力较大位置有两个,一个在孔边右上方,另一个在孔边左下方,均与图12中 X 方向约呈 45° 夹角,且应力较大区域沿孔表面垂直轴表面向孔内延伸。

由图1、图2中表面裂纹位置可知,裂纹延伸方向与发动机轴向约呈 45° 夹角;同时根据第1.2节断口分析和图3可知,裂纹源区与孔口裂纹位置连线垂直于轴外表面。因此,结合有限元分析结果和裂纹分析情况,试验低压涡轮轴裂纹起源于通油孔大应力区,且为重熔层覆盖区域。

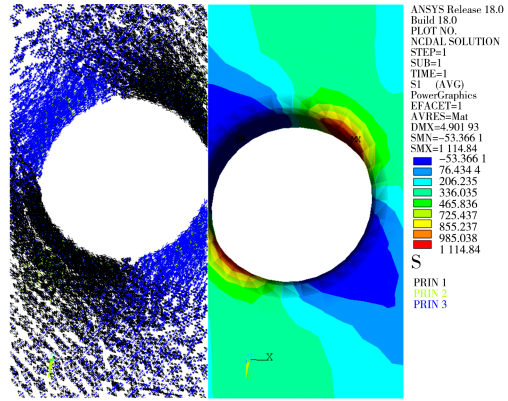


图12 低压涡轮轴通油孔位置应力分布

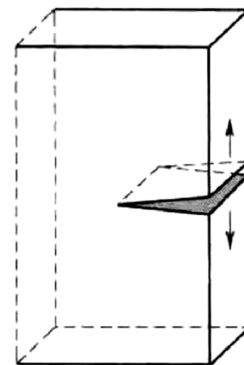
Fig. 12 Stress distribution at the oil passage hole location of the low pressure turbine shaft

3 裂纹扩展分析

由金相组织检查和有限元分析可知,裂纹起始位置表面有重熔层,并存在微裂纹和应力集中,在较大的高低周复合应力下往往会萌生疲劳裂纹。本文采用裂纹扩展软件,基于断裂力学理论,对试验状态下裂纹扩展情况进行仿真,探究源区初始裂纹深度范围及其扩展情况。

3.1 应力强度因子计算

应力强度因子是描述裂纹尖端区域应力分布严重程度的指标^[13-17],利用应力强度因子来表达疲劳裂纹扩展数据和预测疲劳裂纹扩展称为“线弹性断裂力学”。实际使用中的疲劳裂纹通常沿着宏观上与主应力垂直的方向扩展,多数情况下,扩展方向垂直于能使裂纹张开的拉伸应力,这种类型的裂纹张开称为“Ⅰ型”^[18],如图13所示,其余“Ⅱ型”“Ⅲ型”裂纹在循环剪切应力作用下发生,但经验表明,在纯剪切载荷作用下产生的小裂纹很快就呈现出向拉伸模型下的疲劳裂纹扩展转变,即“Ⅰ型”裂纹^{[19]679-702}。从低压涡轮轴应力来看,通油孔位置裂纹以“Ⅰ型”裂纹为主。



“Ⅰ型”拉伸张开
Type I stretch out

图13 “Ⅰ型”裂纹张开模式

Fig. 13 Opening mode of the “Type I” crack

因低压涡轮轴模型较大,为提高裂纹扩展分析效率,选取通油孔附近部分单元作为裂纹扩展子模型,子模型位于通油孔壁厚位置,如图 14 所示,子模型与其他部分有限元模型组成完整的低压涡轮轴有限元模型。

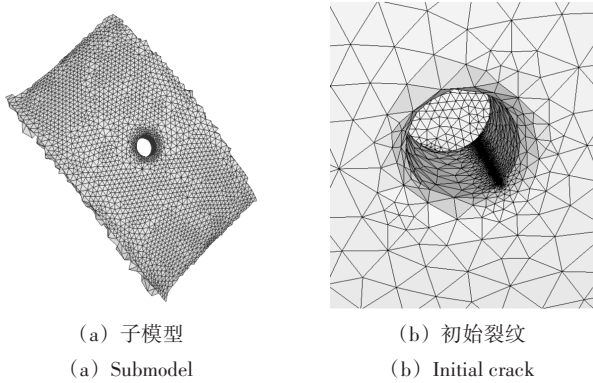


图 14 裂纹扩展子模型示意图

Fig. 14 Schematic diagram of the crack expansion submodel

仿真分析时,先在 Ansys 软件中进行有限元计算,计算边界及载荷与第 2 节一致,获得低压涡轮轴强度计算结果,通油孔位置应力分布情况如图 12 所示;然后将计算结果导入裂纹扩展软件进行应力强度因子计算和裂纹扩展寿命分析。

图 15 给出了通油孔上应力强度因子随表面裂纹长度变化的规律。

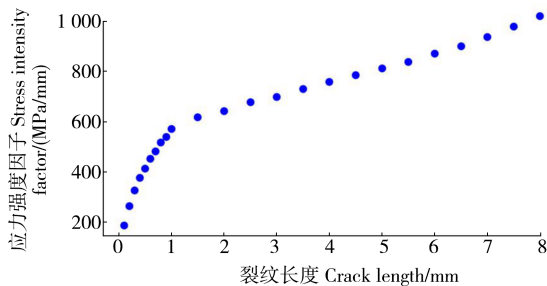


图 15 应力强度因子随裂纹长度的变化曲线

Fig. 15 Variation curve of stress intensity factor with crack length

3.2 裂纹扩展寿命分析

结合裂纹尖端应力强度因子和 Paris 方程可估算裂纹扩展寿命^{[19]679-702}。Paris 方程的定义为

$$da/dN = C(\Delta K)^n \quad (1)$$

式中, a 为裂纹长度; N 为循环周次; C 、 n 为 Paris 方程参数; ΔK 为应力强度因子幅值。

在裂纹扩展子模型通油孔中分别预置 0.1、0.2、0.3 mm 垂直表面的裂纹,分别获得外表面裂纹扩展寿命。图 16 所示的裂纹扩展计算结果中,按照外表面裂纹达到 6.325 mm 获得 0.1、0.2、0.3 mm 初始裂纹下循环数,如表 1 所示。

根据低压涡轮轴高低周复合疲劳试验结果,试验

实际完成的低周循环数为 1 872,对应的高周循环数为 2 081 664。结合试验结果与表 1 裂纹扩展仿真结果,可初步预估初始裂纹介于 0.2~0.3 mm。

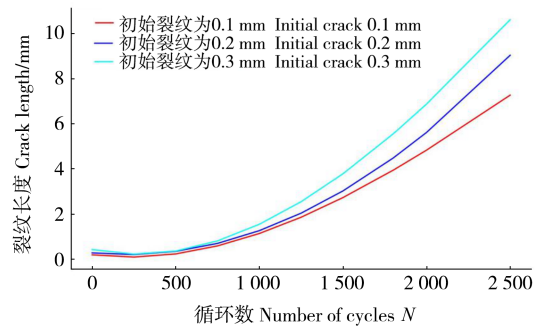


图 16 不同初始裂纹表面裂纹长度随循环数变化曲线

Fig. 16 Variation curves of surface crack length with number of cycles for different initial cracks

表 1 外表面裂纹达到 6.325 mm 时 0.1、0.2、0.3 mm 初始裂纹下循环数
Tab. 1 Number of cycles under 0.1, 0.2, 0.3 mm initial cracks when external surface cracks reach 6.325 mm

初始裂纹长度 Initial crack length/mm	循环数 Number of cycles	
	低周 Low-cycle	高周 High-cycle
0.1	2 312	2 570 944
0.2	2 059	2 289 608
0.3	1 839	2 044 968

4 故障原因分析和改进建议

根据试验检测结果、有限元仿真和裂纹扩展分析,对裂纹故障原因进行分析,并提出改进建议。

1)材料正常。通过扫描电子显微镜观察可知,断口附近未见明显冶金缺陷;金相组织检测未见异常。

2)未去除重熔层、有微裂纹。体视镜和金相检测均发现,裂纹孔内壁局部可见重熔层,且重熔层表面存在微裂纹,表明该通油孔未按照加工工艺流程要求彻底打磨去除重熔层。在微裂纹下会加剧表面的缺口敏感性,降低表面的抗疲劳性能^[20]。

3)疲劳损伤。由扫描电镜可知,裂纹起源于孔内壁重熔层区域,由有限元仿真可知,该区域应力较大,裂纹萌生起始应力较大;扩展区有细密的疲劳条带和二次裂纹等特征,为典型疲劳断裂失效。根据裂纹扩展分析,初始裂纹长度介于 0.2~0.3 mm。

综上所述,低压涡轮轴通油孔内侧表面存在部分重熔层且有可见微裂纹,在较大的高、低周复合载荷应力作用下萌生疲劳裂纹并发生了裂纹扩展,从而导致通油孔裂纹故障。为了保证通油孔加工质量,考虑该位置加工可达性较差,建议可设计特殊工装、采用机械加工技术进行加工,在保证加工精度的基础上从根本上杜绝重熔层的影响。

5 结论

通过对某型航空发动机低压涡轮轴裂纹位置进行外观检查、断口分析、表面检查、金相组织检查,明确了失效位置及来源,并进一步开展有限元分析和裂纹扩展仿真模拟试验失效过程,获得了初始裂纹对低压涡轮轴通油孔的影响规律。主要结论如下:

1) 低压涡轮轴通油孔裂纹性质为疲劳失效,疲劳起始于孔内壁表面,距外表面孔口约 6 mm。

2) 低压涡轮轴通油孔内侧表面存在部分重熔层且有可见微裂纹,在较大的高、低周复合载荷应力作用下萌生疲劳裂纹并发生了裂纹扩展,从而导致通油孔裂纹故障,预估初始裂纹长度介于 0.2~0.3 mm,应改进加工工艺,杜绝轴关键部位产生微裂纹。

3) 低压涡轮轴通油孔裂纹的产生与轴的材质无关。

参考文献(References)

- [1] 陆山,陈倩,陈军. 航空发动机主轴疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报,2010,25(1):148-151.
LU Shan, CHEN Qian, CHEN Jun. Method of predicted fatigue life of aero-engine's principal shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2010,25(1):148-151. (In Chinese)
- [2] KE S, XIE F, ZHANG X Y, et al. High-low cycle complex fatigue damage model based on continuum damage mechanics[C]//2019 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering (QR2MSE 2019). 2019:5.
- [3] 王通北,陈美英. 军用航空发动机主轴疲劳寿命的试验验证[J]. 航空发动机,2000(3):42-49.
WANG Tongbei, CHEN Meiyang. Experimental verification of fatigue life of military aero-engine spindle[J]. Aeroengine, 2000(3): 42-49. (In Chinese)
- [4] 靳焕章,刘建,苟华忠. 某系列发动机涡轮轴技术寿命研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2002,15(4):21-24.
JIN Huanzhang, LIU Jian, GOU Huazhong. A study on turbine shaft technical life of an aero engine series[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4):21-24. (In Chinese)
- [5] 黄爱华,周军,乔慧芳. 涡扇发动机拉紧轴疲劳试验[J]. 沈阳工业大学学报,2017,39(4):395-400.
HUANG Aihua, ZHOU Jun, QIAO Huiyang. Fatigue test for tension shaft of a turbofan engine[J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2017,39(4):395-400. (In Chinese)
- [6] RR公司. 斯贝MK200发动机应力标准(EGD-3)[G]. 丁爱祥,吴君可,译. 北京:国际航空编辑部,1979:18.
RR Corporation. Spey MK200 engine stress standard (EGD-3) [G]. DING Aixiang, WU Junke, Jr. Beijing: International Aviation Edit-orial Department, 1979:18. (In Chinese)
- [7] 陈磊,张晓熹,王莲,等. 细长空心涡轮轴加工工艺研究[J]. 中国新技术新产品,2016(23):40.
CHEN Lei, ZHANG Xiaoxi, WANG Lian, et al. Study on machining technology of slender hollow turbine shaft[J]. New Technology & Products of China, 2016(23):40. (In Chinese)
- [8] 骆丽,沙云东,郝燕平. 纤维增强涡轮轴结构失效模式分析方法及试验验证[J]. 航空动力学报,2020,35(7):1425-1436.
LUO Li, SHA Yundong, HAO Yanping. Method of failure mode analysis and test verification for fiber reinforced composites turbo-shaft structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1425-1436. (In Chinese)
- [9] 陆艺鑫,吕震宙,冯凯旋,等. 涡轮轴低周疲劳寿命可靠性分析及优化设计方法研究[J]. 推进技术,2022,43(2):14-26.
LU Yixin, LÜ Zhenzhou, FENG Kaixuan, et al. Probability analysis and reliability based design optimization methods for low cycle fatigue life of turbine shaft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(2): 14-26. (In Chinese)
- [10] 刘丁玮. 航空发动机涡轮轴疲劳可靠性建模与分析方法研究[D]. 成都:电子科技大学,2019:60.
LIU Dingwei. Research on modeling and method of aeroengine turbine shaft fatigue reliability [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2019: 60. (In Chinese)
- [11] 丁水汀,王家俊,刘传凯. 大涵道比分排涡扇发动机涡轮轴断裂过渡态性能仿真[J]. 航空动力学报,2022,37(3):564-572.
DING Shuiting, WANG Jiajun, LIU Chuankai. Transition performance simulation of turbine shaft fracture in high bypass ratio turbofan engine with split flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 564-572. (In Chinese)
- [12] 习年生,钟培道,陶春虎. 某涡轮轴断裂失效原因与改进措施[C]//疲劳与断裂2000——第十届全国疲劳与断裂学术会议论文集. 2000:169-172.
XI Niansheng, ZHONG Peidao, TAO Chunhu. Failure causes and improvement measures of a turbine shaft fracture[C]//Fatigue and Fracture (2000)—Proceedings of the 10th National Conference on Fatigue and Fracture. 2000:169-172. (In Chinese)
- [13] 王志芳,杨晓光,石多奇,等. 考虑小裂纹特性的裂纹扩展数值分析方法及实验验证[J]. 推进技术,2022,43(8):328-336.
WANG Zhifang, YANG Xiaoguang, SHI Duoqi, et al. Numerical analysis method and experimental verification of crack propagation considering small crack character [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8):328-336. (In Chinese)
- [14] 赵国平,董辉立,王春明,等. 斜齿轮疲劳裂纹萌生及扩展过程全寿命研究[J]. 摩擦学学报,2016,36(5):643-649.
ZHAO Guoping, DONG Huili, WANG Chunming, et al. Whole fatigue life of helical gear covering crack initiation stage and propagation process [J]. Tribology, 2016, 36 (5) : 643-649. (In Chinese)
- [15] 张眸青,方实年,蒲春雷,等. 基于疲劳试验与数值分析方法的齿根裂纹扩展规律及寿命预测研究[J]. 机械传动,2022,46(2):1-6.
ZHANG Mouqing, FANG Shinian, PU Chunlei, et al. Research on the rule and life prediction of tooth root crack propagation based

- on fatigue experiment and numerical analysis method[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2022, 46(2):1-6. (In Chinese)
- [16] 吴鹏飞,杨邦成. 基于 J 积分的复合型疲劳裂纹扩展分析[J]. 科技和产业, 2022, 22(6):326-333.
WU Pengfei, YANG Bangcheng. Analysis of mix-mode fatigue crack growth based on J -integral [J]. Science Technology and Industry, 2022, 22(6):326-333. (In Chinese)
- [17] 张丽,吴学仁,黄新跃. GH4169 合金自然萌生小裂纹扩展行为的试验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(3):840-847.
ZHANG Li, WU Xueren, HUANG Xinyue. Experimental investigation on the growth behavior of naturally-initiated small cracks in superalloy GH4169[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3):840-847. (In Chinese)
- [18] 刘文光,戴文柯,丰霞瑶. 含双裂纹齿轮副轮齿裂纹扩展寿命分析[J]. 润滑与密封, 2019, 44(12):52-57.
LIU Wenguang, DAI Wenke, FENG Xiayao. Analysis on tooth crack growth life of a gear pair with double cracks[J]. Lubrication Engineering, 2019, 44(12):52-57. (In Chinese)
- [19] SCHIJVE J. Fatigue of structures and materials in the 20th century and the state of the art[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(8):679-702.
- [20] 靖雅,钟飞,苑光健,等. 基于晶体塑性理论的 GH4169 合金缺口效应研究[J]. 机械工程材料, 2021, 45(5):84-90.
JING Ya, ZHONG Fei, YUAN Guangjian, et al. Study on notch effect of GH4169 alloy by crystal plasticity theory [J]. Materials for Mechanical Engineering, 2021, 45(5):84-90. (In Chinese)

Crack failure analysis of low pressure turbine shaft oil passage hole of aero-engine

WANG Xuemin^{1,2} LU Xuping¹ SHEN Lian¹ GU Yuanxing¹ WU Chen¹ GUO Jianying¹ XU Jingpei¹

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Chengdu 610500, China)

(2. School of Mechanical and Electrical Engineering, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China)

Abstract: In order to investigate the nature and causes of the cracked passage hole of the low-pressure turbine shaft of aero-engine during the high and low circumference compound fatigue test, the low-pressure turbine shaft crack location was examined in appearance, fracture analysis, surface inspection, metallographic organization, finite element analysis and crack expansion simulation. The results show that the low-pressure turbine shaft passage hole crack failure is a fatigue crack, which is caused by the incomplete removal of the remelting layer after the passage hole is cut by electrical discharge machining, resulting in the existence of part of the unremoved remelting layer and visible microcracks on the internal surface, and the fatigue crack sprouted and crack expansion occurred under the action of large high and low circumferential composite load, thus leading to the passage hole crack failure. The initial crack length is estimated to be between 0.2-0.3 mm by the crack expansion simulation analysis. In order to ensure the processing quality of the through oil hole, considering the poor processing accessibility of this location, it is suggested that special tooling can be designed and the machining technology can be used for processing, on the basis of ensuring the processing, fundamental eliminate the influence of the remelting layer.

Key words: Low pressure turbine shaft; Failure analysis; Remelting layer; Fatigue fracture; Finite element analysis; Crack expansion simulation; Aero-engine

Corresponding author: WANG Xuemin, E-mail: xuemin0192@163.com

Fund: Basic Research Programs in Aerospace Dynamics

Received: 2023-05-06 Revised: 2023-09-08